











**METHOD FOR MAKING PARTS IN COMPOSITE MATERIAL WITH THERMOPLASTIC MATRIX**

**Patent number:** WO9904952  
**Publication date:** 1999-02-04  
**Inventor:** MAISON SERGE (FR); MEUNIER SERGE (FR); THIBOUT CEDRIC (FR); MOUTON LUC (FR); PAYEN HERVE (FR); VAUTEY PHILIPPE (FR); COIFFIER-COLAS CAROLE (FR); DELBEZ JOEL (FR)  
**Applicant:** AEROSPATIALE (FR); EUROCOPTER FRANCE (FR); DASSAULT AVIAT (FR); MAISON SERGE (FR); MEUNIER SERGE (FR); THIBOUT CEDRIC (FR); MOUTON LUC (FR); PAYEN HERVE (FR); VAUTEY PHILIPPE (FR); COIFFIER COLAS CAROLE (FR); DELBEZ JOEL (FR)  
**Classification:**  
- **International:** B29C70/32; B29C70/86; B64C1/00; B29C70/00; B29C70/04; B64C1/00; (IPC1-7): B29C70/32; B29C53/62; B29C53/82; B29K101/12; B29L31/30  
- **European:** B29C70/32; B29C70/86; B64C1/00B  
**Application number:** WO1998FR01584 19980720  
**Priority number(s):** FR19970009265 19970722

**Also published as:**

 EP0998383 (A1)  
 US6613258 (B1)  
 FR2766407 (A1)  
 CA2297266 (A1)  
 EP0998383 (B1)

**Cited documents:**

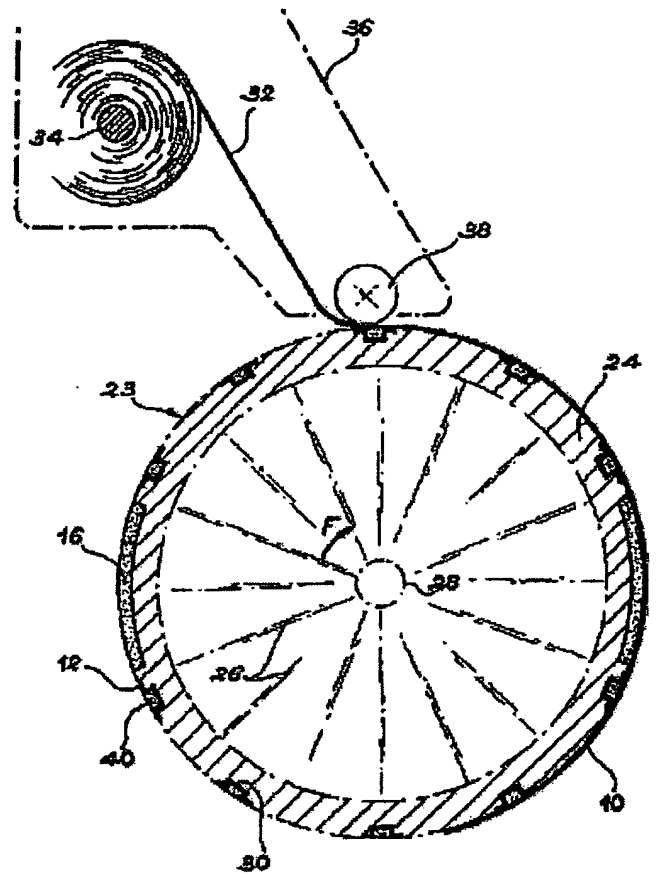
 US4946526  
 GB2225742  
 US5362347  
 US4633632  
 US3300355  
more >>

**Report a data error here**

**Abstract of WO9904952**

The invention concerns a quick and inexpensive method for making parts of large dimensions, formed by a skin (10) and reinforcing elements (12, 16), such as an aircraft fuselage sections, in composite material with thermoplastic matrix. After the reinforcing elements have been manufactured separately by drape moulding, consolidating and forming, they are placed on an equipment (23) where the skin (10) is simultaneously manufactured and assembled with the reinforcing elements (12, 16) by diffusion welding. More precisely, the skin (10) is continuously draped and consolidated by the drape moulding head (36), such that the required part is directly obtained.

**BEST AVAILABLE COPY**



Data supplied from the *esp@cenet* database - Worldwide

## DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIEE EN VERTU DU TRAITE DE COOPERATION EN MATIERE DE BREVETS (PCT)

<p>(51) Classification internationale des brevets <sup>6</sup> :  <b>B29C 70/32, 53/62, 53/82 // B29K 101:12, B29L 31:30</b></p>	<p><b>A1</b></p>	<p>(11) Numéro de publication internationale: <b>WO 99/04952</b>          (43) Date de publication internationale: <b>4 février 1999 (04.02.99)</b></p>
<p>(21) Numéro de la demande internationale: <b>PCT/FR98/01584</b>          (22) Date de dépôt international: <b>20 juillet 1998 (20.07.98)</b>          (30) Données relatives à la priorité:              <b>97/09265</b>                      <b>22 juillet 1997 (22.07.97)</b>                      <b>FR</b>          (71) Déposants (<i>pour tous les Etats désignés sauf US</i>): <b>AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE [FR/FR]; 37, boulevard de Montmorency, F-75781 Paris Cedex 16 (FR). EUROCOPTER [FR/FR]; Aéroport International Marseille-Provence, F-13725 Marignane Cedex (FR). DASSAULT AVIATION [FR/FR]; 9, Rond Point des Champs-Élysées, Marcel Dassault, F-75008 Paris (FR).</b></p>		<p>sourds, F-92500 Rueil Malmaison (FR). DELBEZ, Joël [FR/FR]; Résidence "Les Olympiades", Bâtiment "Mexico", 1, rue des Olympiades, F-33700 Mérignac (FR).          (74) Mandataire: <b>SOCIETE DE PROTECTION DES INVENTIONS; 25, rue de Ponthieu, F-75008 Paris (FR).</b>          (81) Etats désignés: <b>CA, CN, JP, US, brevet européen (AT, BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE).</b></p>
<p>(72) Inventeurs; et          (75) Inventeurs/Déposants (<i>US seulement</i>): <b>MAISON, Serge [FR/FR]; 264, rue du Faubourg Saint Antoine, F-75012 Paris (FR). MEUNIER, Serge [FR/FR]; 93, rue Pernéty, F-75014 Paris (FR). THIBOUT, Cédric [FR/FR]; 23, rue des Blancs Manteaux, F-75004 Paris (FR). MOUTON, Luc [FR/FR]; 21, les Allées du Lion, F-13127 Vitrolles (FR). PAYEN, Hervé [FR/FR]; 101, allée Suzanne Valadon, F-13880 Velaux (FR). VAUTEY, Philippe [FR/FR]; 42, rue de la Chapelle, F-92500 Rueil Malmaison (FR). COIFFIER-COLAS, Carole [FR/FR]; 15, rue des Veaus-</b></p>		<p><b>Publiée</b>  <i>Avec rapport de recherche internationale.          Avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues.</i></p>

(54) Title: METHOD FOR MAKING PARTS IN COMPOSITE MATERIAL WITH THERMOPLASTIC MATRIX

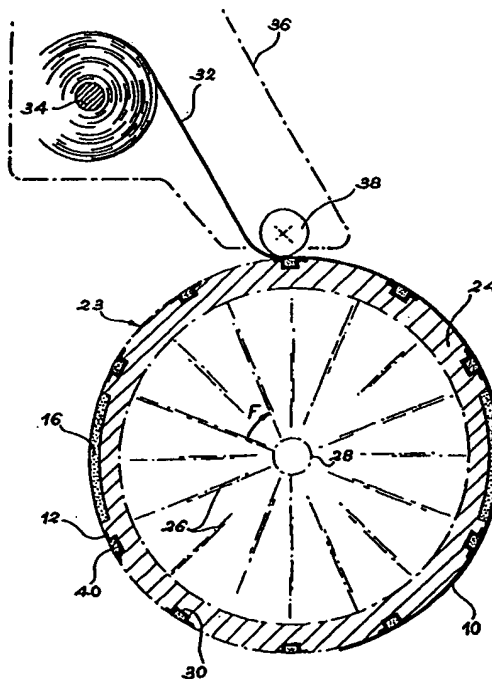
**(54) Titre: PROCEDE DE FABRICATION DE PIECES EN MATERIAU COMPOSITE A MATRICE THERMOPLASTIQUE**

**(57) Abstract**

The invention concerns a quick and inexpensive method for making parts of large dimensions, formed by a skin (10) and reinforcing elements (12, 16), such as an aircraft fuselage sections, in composite material with thermoplastic matrix. After the reinforcing elements have been manufactured separately by drape moulding, consolidating and forming, they are placed on an equipment (23) where the skin (10) is simultaneously manufactured and assembled with the reinforcing elements (12, 16) by diffusion welding. More precisely, the skin (10) is continuously draped and consolidated by the drape moulding head (36), such that the required part is directly obtained.

**(57) Abrégé**

Pour permettre la fabrication de pièces de grandes dimensions, formées d'une peau (10) et d'éléments de renfort (12, 16), telles que des tronçons de fuselage d'aéronef, en matériau composite à matrice thermoplastique, il est proposé un procédé simple, rapide et peu onéreux. Après que les éléments de renfort aient été fabriqués séparément par drapage, consolidation et mise en forme, on place ces éléments sur un outillage (32) et on y réalise simultanément la fabrication de la peau (10) et son assemblage aux éléments de renfort (12, 16) par soudage par diffusion. Plus précisément, la peau (10) est drapée et consolidée en continu par la tête de drapage (36), de sorte qu'on obtient directement la pièce désirée.



# **UNIQUEMENT A TITRE D'INFORMATION**

Codes utilisés pour identifier les Etats parties au PCT, sur les pages de couverture des brochures publiant des demandes internationales en vertu du PCT.

AL	Albanie	ES	Espagne	LS	Lesotho	SI	Slovénie
AM	Arménie	FI	Finlande	LT	Lituanie	SK	Slovaquie
AT	Autriche	FR	France	LU	Luxembourg	SN	Sénégal
AU	Australie	GA	Gabon	LV	Lettonie	SZ	Swaziland
AZ	Azerbaïdjan	GB	Royaume-Uni	MC	Monaco	TD	Tchad
BA	Bosnie-Herzégovine	GE	Géorgie	MD	République de Moldova	TG	Togo
BB	Barbade	GH	Ghana	MG	Madagascar	TJ	Tadjikistan
BE	Belgique	GN	Guinée	MK	Ex-République yougoslave de Macédoine	TM	Turkménistan
BF	Burkina Faso	GR	Grèce	ML	Mali	TR	Turquie
BG	Bulgarie	HU	Hongrie	MN	Mongolie	TT	Trinité-et-Tobago
BJ	Bénin	IE	Irlande	MR	Mauritanie	UA	Ukraine
BR	Brésil	IL	Israël	MW	Malawi	UG	Ouganda
BY	Bélarus	IS	Islande	MX	Mexique	US	Etats-Unis d'Amérique
CA	Canada	IT	Italie	NE	Niger	UZ	Ouzbékistan
CF	République centrafricaine	JP	Japon	NL	Pays-Bas	VN	Viet Nam
CG	Congo	KE	Kenya	NO	Norvège	YU	Yougoslavie
CH	Suisse	KG	Kirghizistan	NZ	Nouvelle-Zélande	ZW	Zimbabwe
CI	Côte d'Ivoire	KP	République populaire démocratique de Corée	PL	Pologne		
CM	Cameroun	KR	République de Corée	PT	Portugal		
CN	Chine	KZ	Kazakhstan	RO	Roumanie		
CU	Cuba	LC	Sainte-Lucie	RU	Fédération de Russie		
CZ	République tchèque	LJ	Liechtenstein	SD	Soudan		
DE	Allemagne	LK	Sri Lanka	SE	Suède		
DK	Danemark	LR	Libéria	SG	Singapour		
EE	Estonie						

## PROCEDE DE FABRICATION DE PIECES EN MATERIAU COMPOSITE A MATRICE THERMOPLASTIQUE

5

### DESCRIPTION

#### Domaine technique

L'invention concerne un procédé permettant de fabriquer des pièces de grandes dimensions, incluant  
10 une peau et des éléments de renfort, en un matériau composite à matrice thermoplastique.

Le procédé selon l'invention peut être utilisé dans de nombreux secteurs industriels, dès lors que l'on souhaite pouvoir bénéficier des avantages  
15 propres aux matériaux composites pour la fabrication de pièces de grandes dimensions comprenant une peau et des éléments de renfort rapportés. Ainsi, dans l'industrie aéronautique, le procédé selon l'invention peut notamment être utilisé pour fabriquer des tronçons de  
20 fuselage d'aéronefs, des viroles de nacelles de réacteurs d'avions, etc..

#### Etat de la technique

Lorsqu'on désire donner à une enveloppe  
25 mince, que l'on appellera "peau" dans la suite du texte, une bonne tenue mécanique sans accroître exagérément sa masse, il est d'usage de lui associer des éléments de renfort tels que des lisses, des cadres, des renforts locaux, etc. rapportés sur la  
30 peau.

Dans le passé, de telles structures étaient toujours entièrement métalliques, la peau se présentant

sous la forme d'une tôle et les éléments de renfort sous la forme de tôles ou de profilés rapportés sur la peau par des moyens de fixation tels que des rivets. Les structures métalliques ainsi constituées sont encore très nombreuses, notamment lorsque les pièces sont de grandes dimensions. En particulier, dans le domaine aéronautique, les tronçons de fuselage des avions ainsi que les viroles des nacelles entourant les réacteurs des avions sont toujours réalisés de cette manière, comme l'illustrent notamment les documents US-A-5 560 102 et US-A-5 586 381.

Depuis quelques années, une partie de plus en plus importante des pièces métalliques tend à être remplacée par des pièces en matériaux composites formées de fibres longues telles que des fibres de carbone, noyées dans une matrice de résine. Cette évolution s'explique par les avantages propres aux matériaux composites. Ces avantages comprennent notamment un gain de masse d'environ 25 % par rapport à des pièces métalliques comparables, ainsi que des propriétés mécaniques de même niveau que celles des pièces métalliques et susceptibles d'être adaptées à la demande. Les pièces en matériaux composites présentent aussi un bon comportement à la fatigue, une absence de corrosion et d'excellentes propriétés spécifiques. Le gain de masse associé aux excellentes propriétés mécaniques des matériaux composites à fibres longues noyées dans une matrice de résine explique en particulier la percée de ces matériaux dans le domaine aéronautique.

De façon plus précise, la grande majorité des pièces en matériaux composites actuellement utilisées dans l'industrie aéronautique sont des pièces

fabriquées à partir d'une résine thermodurcissable. En effet, ce type de résine était initialement le seul qui procurait les propriétés mécaniques recherchées.

La fabrication de pièces en matériaux  
5 composites à matrice thermodurcissable a cependant un inconvénient notable. En effet, du fait du caractère thermodurcissable de la résine utilisée, la fabrication de chaque pièce se termine nécessairement par une opération de polymérisation relativement longue,  
10 effectuée généralement en autoclave.

Dans le cas de pièces de petites dimensions, cette dernière opération n'est pas réellement pénalisante. En effet, des autoclaves de petites dimensions relativement peu coûteux peuvent  
15 être utilisés et plusieurs pièces peuvent être polymérisées simultanément dans chaque autoclave.

En revanche, lorsque la taille des pièces devient plus importante, une seule pièce à la fois peut être polymérisée dans un même autoclave et l'on doit  
20 avoir recours à des autoclaves de très grandes dimensions, particulièrement coûteux. La durée de l'opération et le coût de l'autoclave rendent alors rapidement le procédé mal adapté à une application industrielle. C'est pourquoi, même si les documents  
25 US-A-5 170 967 et US-A-5 223 067 envisagent la fabrication d'un tronçon de fuselage d'aéronef en matériau composite à matrice thermodurcissable, la fabrication de pièces de cette taille selon cette technologie reste difficilement justifiable du point de  
30 vue industriel.

Depuis l'apparition relativement récente de résines thermoplastiques telles que la résine PEEK (Polyétheréthercétone), permettant d'obtenir des

matériaux composites à fibres longues et à matrice thermoplastique présentant des caractéristiques mécaniques équivalentes à celles des matériaux composites à matrice thermodurcissable les plus récents, on tend également à remplacer les pièces métalliques existantes par des pièces en matériau composite à matrice thermoplastique.

Ces matériaux composites à matrice thermoplastique présentent, outre les avantages des matériaux composites à matrice organique cités précédemment, une bonne tenue à l'impact et au feu ainsi qu'une faible reprise d'humidité. Enfin, les demi-produits se conservent à température ambiante et ont une durée de vie pratiquement illimitée, du fait que la résine qui imprègne les fils est déjà polymérisée.

Comme l'illustre notamment le document US-A- 5 362 347, on a déjà proposé de fabriquer le bord d'attaque d'une aile d'avion en matériau composite à matrice thermoplastique. Plus précisément, ce document envisage de fabriquer séparément les éléments de renfort et la peau, puis de les assembler par soudage/diffusion.

Du fait que les éléments de renfort et la peau sont fabriqués séparément avant d'être assemblés, la peau comme les éléments de renfort doivent subir des opérations de consolidation avant leur assemblage. Il est rappelé que ces opérations de consolidation ont principalement pour fonction la création de la liaison entre les différentes couches constituant, d'une part, la peau et, d'autre part, chacun des éléments de renfort, tout en éliminant les porosités. Elles consistent en l'application d'une pression sur



l'élément à consolider, et son chauffage à une température déterminée, supérieure à la température de fusion de la résine. Ces opérations de consolidation s'effectuent en autoclave. Cela rend ce procédé mal adapté à la fabrication de pièces présentant une peau de grandes dimensions, pour des raisons identiques à celles qui ont été mentionnées dans le cadre de la fabrication de pièces en matériau composite à matrice thermodurcissable.

10

#### Exposé de l'invention

L'invention a précisément pour objet un procédé permettant de fabriquer des pièces de grandes dimensions, telles que des tronçons de fuselage d'aéronefs, en un matériau composite à matrice thermoplastique, d'une manière particulièrement rapide et peu coûteuse, adaptée à une fabrication industrielle à cadence relativement élevée, sans réelle limitation de taille du fait que ni la peau, ni la structure finale obtenue ne doivent passer en autoclave à la fin de leur fabrication.

Conformément à l'invention, ce résultat est obtenu au moyen d'un procédé de fabrication de pièces de grandes dimensions, en matériau composite, incluant une peau et des éléments de renfort, caractérisé par le fait qu'il comprend les étapes suivantes :

- fabrication séparée des éléments de renfort, par drapage, consolidation et mise en forme, à partir d'une bande de fibres longues imprégnées de résine thermoplastique ;

- mise en place des éléments de renfort sur un outillage de forme complémentaire de la pièce à fabriquer ; et
- fabrication de la peau et assemblage simultané de celle-ci et des éléments de renfort, par drapage et consolidation en continu d'au moins une bande de fibres longues imprégnées de résine thermoplastique, directement sur l'outillage portant les éléments de renfort.

10 Du fait que les éléments de renfort et la peau sont assemblés lors de la fabrication de celle-ci et du fait que cette fabrication inclut la consolidation en continu d'une bande de fibres formant la peau, lors de son drapage, des pièces de dimensions  
15 quelconques peuvent être fabriquées, sans qu'ils soit nécessaire de placer la peau ou la pièce obtenue dans un autoclave.

Par ailleurs, le temps de fabrication des pièces est particulièrement court puisque l'assemblage  
20 de la peau et des éléments de renfort et la fabrication de la peau sont simultanés. En outre, les éléments de renfort d'une pièce donnée peuvent être fabriqués lorsque la peau de la pièce précédente est elle-même en cours de fabrication.

25 Dans une forme de réalisation préférée de l'invention, les éléments de renfort sont fabriqués par dépose automatisée en continu d'une bande de fibres longues imprégnées de résine thermoplastique polymérisée, de façon à former un panneau, comparable à  
30 une tôle dans une pièce métallique classique, par découpe de flans dans ce panneau, puis par consolidation et mise en forme de ces flans.

Généralement les flans sont consolidés avant d'être mis en forme.

La consolidation des flans peut se faire soit en autoclave, soit sous presse chauffante. Il est à noter que la consolidation en autoclave ou sous presse chauffante concerne alors des pièces de relativement petites dimensions, de sorte qu'un autoclave ou une presse chauffante ordinaires, de dimensions conventionnelles peuvent être utilisés et que plusieurs flans peuvent y être consolidés simultanément.

Par ailleurs, les flans sont de préférence mis en forme par thermoformage. Si une bonne orientation des fibres dans l'élément de renfort le nécessite, le thermoformage peut être précédé d'une opération de cintrage.

Dans certains cas particuliers, et notamment lorsque les éléments de renfort présentent une courbure relativement limitée par rapport à un plan, les flans peuvent être consolidés et mis en forme simultanément par thermoformage dans une presse chauffante.

Le procédé selon l'invention est avantageusement appliqué à la fabrication d'une pièce creuse. On place alors les éléments de renfort dans des évidements prévus sur un mandrin appartenant à l'outillage, puis on drape et on consolide en continu la bande sur ce mandrin en le faisant tourner autour de son axe.

Dans le cas particulier où le procédé selon l'invention est appliqué à la fabrication de tronçons de fuselage d'aéronefs, on fabrique des éléments de

renfort comprenant des lisses, des cadres et des renforts locaux.

#### 5 Brève description des dessins

On décrira à présent, à titre d'exemple non limitatif, une forme préférée de mise en oeuvre de l'invention en se référant aux dessins annexés, dans lesquels :

- 10 - la figure 1 illustre de façon schématique une première étape du procédé selon l'invention, au cours de laquelle des lisses, des renforts locaux et des cadres sont fabriqués séparément ;
- la figure 2 est une vue en coupe  
15 transversale qui représente schématiquement l'étape ultime du procédé selon l'invention, au cours de laquelle on effectue simultanément la fabrication de la peau et son assemblage aux éléments de renfort ; et
- la figure 3 est une vue en perspective  
20 illustrant l'agencement relatif des lisses et des cadres dans le tronçon de fuselage que l'on désire fabriquer.

#### 25 Description détaillée d'une forme préférée de mise en oeuvre

Le procédé conforme à l'invention va à présent être décrit dans son application à la fabrication d'un tronçon de fuselage d'aéronef. Comme le montrent notamment les figures 2 et 3, un tel  
30 tronçon de fuselage comprend une peau extérieure 10, ainsi que des éléments de renfort constitués par des lisses 12, des cadres 14 et des renforts locaux 16. Les

lisses 12 et les cadres 14, orientés respectivement selon des directions longitudinales et circonférentielles, constituent l'ossature du fuselage (figure 3), de la même manière que lorsque celui-ci est métallique. Les renforts locaux 16 forment des surépaisseurs qui viennent s'ajouter localement à la peau 10 afin de la renforcer, notamment dans les régions où se trouvent les hublots 17 (figure 3).

Cette application ne doit cependant pas être considérée comme limitative. En effet, comme on l'a déjà observé, le procédé selon l'invention peut être utilisé pour fabriquer toutes pièces de grandes dimensions en matériau composite à matrice thermoplastique, formées par l'assemblage d'une peau et d'éléments de renfort. Par conséquent, la forme et les dimensions de la pièce peuvent être différentes, de même que la nature, le nombre et l'agencement des éléments de renfort. En particulier, si l'invention est particulièrement adaptée à la fabrication d'une pièce creuse de révolution, elle peut aussi s'appliquer à la fabrication de pièces de formes différentes, non de révolution.

Selon une première étape du procédé de fabrication conforme à l'invention, les éléments de renfort constitués ici par les lisses 12, les cadres 14 et les renforts locaux 16, sont fabriqués séparément par drapage, consolidation et mise en forme, à partir d'une bande 18 de fibres longues imprégnées de résine thermoplastique polymérisée.

Dans la pratique, on utilise généralement des fibres de carbone imprégnées de résine PEEK (polyétheréthercétone). Des fibres et/ou une résine thermoplastique de natures différentes peuvent

toutefois être utilisées dans certaines applications, sans sortir du cadre de l'invention.

On utilise généralement une bande 18 formées de fibres unidirectionnelles liées entre elles par la résine thermoplastique polymérisée. En variante, une bande de fibres tissées, également imprégnées de résine polymérisée peut toutefois être utilisée dans certains cas. A température ambiante, la nappe 18 de fibres imprégnées de résine thermoplastique polymérisée est une bande souple et non adhésive, habituellement stockée sur un rouleau.

L'étape de drapage de la bande 18, illustrée schématiquement en a sur la figure 1, consiste à déposer la bande 18 sur plusieurs épaisseurs, pour former un certain nombre de couches ou de plis, selon des orientations qui peuvent ou non varier d'un pli à l'autre, pour tenir compte des caractéristiques mécaniques que l'on désire obtenir. Le nombre de plis superposés au cours de cette étape de drapage dépend également des caractéristiques mécaniques souhaitées pour les éléments de renfort 12, 14 et 16.

L'étape de drapage illustrée en a sur la figure 1 peut être commune à tous les éléments de renfort constitués par les lisses 12 les cadres 14 et les renforts locaux 16, ou au contraire spécifique à chacun de ces éléments de renfort, selon que ces éléments doivent présenter ou non la même épaisseur. La bande 18 peut également être la même pour tous les éléments de renfort, ou différer pour certains d'entre eux.

Selon le cas, on fabrique ainsi par drapage un ou plusieurs types de panneaux plans 20.

L'opération de drapage de la bande 18, à partir du rouleau (non représenté) sur lequel le matériau est bobiné, est de préférence assurée par une tête de drapage (non représentée) adaptée au drapage d'une bande formée de fibres longues imprégnées de résine thermoplastique polymérisée. A cet effet, on utilisera avantageusement la tête de drapage à grande vitesse décrite dans la demande de brevet français n° 96 14799.

La tête de drapage assure le chauffage de la bande 18 à une température supérieure à la température de fusion de la résine, puis l'application d'une pression sur la bande déposée, afin d'assurer son soudage par diffusion sur la bande déposée précédemment. La tête de drapage assure ensuite le refroidissement de la bande immédiatement après son application, afin d'éviter son redécollement. En outre, des moyens peuvent être prévus pour assurer un positionnement précis des bandes entre elles.

La bande 18 est déposée par la tête de drapage sur un support plan, généralement fixe. Le ou les panneaux 20 obtenus par cette opération de drapage sont donc des panneaux plans, de préférence de grandes dimensions, qui peuvent être fabriqués en continu dans le cadre d'un procédé industriel.

Des flans 22 sont découpés dans le ou les panneaux 20, soit au fur et à mesure que ces panneaux sont fabriqués, soit ultérieurement. Les découpes sont faites afin d'obtenir des flans dont les dimensions sont adaptées à celles des éléments de renfort 12, 14 et 16 que l'on désire fabriquer. Ces dimensions peuvent aussi être légèrement supérieures s'il est nécessaire

d'effectuer un détournage après la mise en forme des éléments de renfort.

Comme on l'a illustré schématiquement en b sur la figure 1, les flans 22 découpés dans le ou les  
5 panneaux 20 subissent généralement ensuite une opération de consolidation qui a principalement pour fonctions d'éliminer les porosités à l'intérieur du matériau et d'améliorer la liaison entre les différentes couches qui le constituent.

10 Cette opération de consolidation se caractérise par l'application d'une pression sur les flans 22 (généralement comprise entre 2 à 20 bars, selon le type de matériau utilisé), et par leur chauffage à une température généralement supérieure à  
15 la température de fusion de la résine, afin d'assurer son ramollissement (par exemple, à environ 400°C dans le cas d'une résine PEEK).

La consolidation des flans 22 peut être effectuée en autoclave ou dans une presse chauffante.

20 Lorsque la consolidation est effectuée en autoclave, il est à noter que les autoclaves utilisés sont des autoclaves classiques, de dimensions conventionnelles, puisque les dimensions des flans 22 à consolider correspondent aux dimensions des éléments de  
25 renfort de la pièce à fabriquer, avant que ces éléments soient mis en forme. Généralement, plusieurs flans 22 peuvent être consolidés dans un même autoclave, ce qui procure un gain de temps et une économie notables.

En variante, la consolidation des flans 22  
30 peut aussi être faite dans une presse chauffante telle que celle qui est décrite dans le document EP-A-0 584 017.



Les différents flans 22 consolidés sont ensuite mis en forme séparément, comme on l'a illustré schématiquement en c, d et e respectivement pour les lisses 12, les cadres 14 et les renforts locaux 16.

5           Comme on l'a illustré schématiquement en c sur la figure 1, les lisses 12 sont des profilés rectilignes ou sensiblement rectilignes, qui présentent approximativement en section une forme en oméga. Des profilés rectilignes de sections sensiblement  
10 différentes, par exemple en L, Z ou U, peuvent être fabriqués de la même manière, en vue d'être intégrés dans la pièce finale.

La mise en forme des éléments de renfort tels que les lisses 12 est faite par thermoformage, par  
15 exemple dans une machine de type presse chauffante équipée d'un poinçon et d'une matrice, ou d'un poinçon et d'une vessie. Les techniques de mise en forme par thermoformage de pièces en matériau composite à matrice thermoplastique sont bien connues, de sorte qu'aucune  
20 description détaillée n'en sera faite.

Comme on l'a illustré schématiquement en d sur la figure 1, les éléments de renfort tels que les renforts locaux 16, constitués par des tronçons de panneaux légèrement incurvés par rapport à un plan,  
25 peuvent être également fabriqués par thermoformage, notamment entre un poinçon et une vessie, à partir de flans plans 22 précédemment consolidés. La mise en forme peut notamment être faite dans une presse chauffante analogue à celle qui est décrite dans le  
30 document EP-A-0 584 017, déjà cité.

Compte tenu de la faible courbure des renforts locaux 16, les étapes de consolidation et de mise en forme de ces éléments de renfort peuvent aussi

être simultanées. Les flans plans 22 découpés dans le panneau 20 sont alors placés directement dans une presse chauffante qui assure simultanément ces deux fonctions. Là encore, une presse chauffante analogue à celle qui est décrite dans le document EP-A-0 584 017 peut être utilisée.

Comme on l'a illustré schématiquement en e sur la figure 1, les éléments de renfort tels que les cadres 14 sont des profilés circulaires ou en arc de cercle. Dans la forme de réalisation représentée, ces profilés présentent une section en U. Toute autre section, par exemple en forme de L, peut toutefois être envisagée, sans sortir du cadre de l'invention.

Afin de permettre l'obtention d'un élément circulaire à partir d'un flan plan 22 initialement en forme de bande droite, ce flan doit tout d'abord être cintré dans son plan, pour assurer la continuité des fibres sur toute la circonférence de l'élément. Ce cintrage peut notamment être effectué à l'aide d'un appareil comparable à celui qui est décrit dans le document FR-A-2 635 484, après adaptation de cet appareil pour tenir compte du caractère thermoplastique de la résine utilisée. Cette adaptation se traduit notamment par l'ajout de moyens de chauffage, en amont des rouleaux coniques assurant le cintrage de la bande.

Lorsque le flan 22 en forme de bande a été cintré dans son plan, ce flan est mis en forme par thermoformage, soit entre un poinçon et une matrice soit entre un poinçon et une vessie, de la même manière que les lisses 12 dont la mise en forme a été décrite précédemment.

Il est important d'observer que les différentes opérations de drapage, consolidation et

mise en forme, constituant la première étape de fabrication des éléments de renfort 12, 14 et 16 qui vient d'être décrite, peuvent être réalisées simultanément dans le cadre d'un processus de fabrication en série des tronçons de fuselage.

Lorsque les lisses 12, les renforts locaux 16 et les cadres 14 nécessaires à la fabrication d'un tronçon de fuselage sont disponibles, tous ces éléments de renfort sont mis en place sur un outillage 23, comme on l'a illustré schématiquement sur la figure 2.

De façon plus précise, l'outillage 23 comprend un mandrin creux 24, par exemple métallique, dont la surface extérieure présente une forme complémentaire de celle de la surface inférieure de la peau 10 du tronçon de fuselage que l'on désire fabriquer. Pour simplifier, un mandrin 24 de forme circulaire a été représenté sur la figure 2.

Comme on l'a illustré de façon très schématique, le mandrin creux 24 est monté sur des rayons 26, permettant de le relier à un moyeu central 28, par lequel le mandrin peut être entraîné en rotation dans le sens de la flèche F sur la figure 2. Cet entraînement en rotation peut être assuré par tout moyen approprié permettant une rotation du mandrin 24 à une vitesse constante contrôlée, relativement lente.

Sur sa surface extérieure, le mandrin 24 comporte des évidements 30 dont les formes sont complémentaires de celles des différents éléments de renfort 12, 14 et 16. Ainsi, lorsque les lisses 12, les cadres 14 et les renforts locaux 16 sont placés dans ces évidements 30, tous ces éléments de renfort affleurent la surface extérieure du mandrin 24 entre les évidements 30.

Comme l'illustre schématiquement la figure 3, le montage des lisses 12 et des cadres 14 entrecroisés est rendu possible par le fait que des entailles 14a sont formées, par exemple dans les cadres 14, aux endroits où ces éléments de renfort se croisent. Les entailles 14a sont formées avant la mise en place des lisses 12 et des cadres 14 dans les évidements 30.

Le maintien des éléments de renfort dans les évidements 30 peut être assuré par tout moyen approprié tel qu'un ruban adhésif double face, des points de colle, ou par aspiration, etc. permettant ensuite un démontage aisé. Pour permettre ce démontage, le mandrin 24 est lui-même démontable. A cet effet, il peut être formé de plusieurs secteurs démontables assemblés entre eux, ou apte à être rétracté sur lui-même, ou encore de toute autre manière permettant un démontage aisé de la pièce lorsqu'elle est terminée.

Comme on l'a représenté sur la figure 2, certains des éléments de renfort (dans ce cas, les lisses 12) présentent des parties en creux tournées vers l'extérieur, lorsque ces éléments sont placés dans les évidements 30. De préférence, on place dans ces parties en creux des noyaux 40 qui évitent toute déformation de la peau 10, lorsque celle-ci est fabriquée. Selon des techniques analogues à celles qui sont utilisées pour le moulage, on utilise des noyaux 40 en un matériau apte à être aisément détruit ou démonté lorsque la pièce est terminée (par exemple des noyaux solubles).

Lorsque tous les éléments de renfort entrant dans la composition d'un tronçon de fuselage ont été mis en place dans les évidements 30, l'étape

suivante du procédé peut être entamée comme l'illustre la figure 2. Au cours de cette étape, on effectue simultanément la fabrication de la peau 10 et l'assemblage de cette peau et des éléments de renfort 12, 14 et 16, par drapage et consolidation en continu d'une bande 32 de fibres longues imprégnées de résine thermoplastique polymérisée, directement sur le mandrin 24 portant ces éléments de renfort.

La bande 32 de fibres longues imprégnées de résine est généralement de même nature que celle qui a servi à la fabrication des lisses 12, des cadres 14 et des renforts locaux 16. Ainsi, il s'agit généralement d'une bande de fibres de carbone imprégnées de résine PEEK (polyétheréthercétone) déjà polymérisée. Toutefois, il est à noter que dans certaines applications particulières, le matériau composite formant la peau 10 peut être différent de celui dans lequel sont réalisés les éléments de renfort.

Comme on l'a illustré schématiquement sur la figure 2, l'opération de drapage et de consolidation en continu s'effectue à partir d'une bande 32 initialement enroulée sur une bobine 34. Le drapage et la consolidation en continu sont assurés par une tête de drapage illustrée schématiquement en 36. Cette tête de drapage 36 est montée sur un support (non représenté) de façon à se déplacer progressivement parallèlement à l'axe du mandrin 24. Lorsque celui-ci est entraîné en rotation dans le sens de la flèche F, la bande 32 est enroulée en hélice autour du mandrin, selon une séquence du drapage définie de façon à former progressivement la peau 10 de la pièce. La bande 32 peut également être déposée parallèlement à l'axe du mandrin 24.

Il est à noter que tout autre mouvement relatif entre la tête de drapage 36 et le mandrin 24 permettant de former la peau 10 pourrait être utilisé, sans sortir du cadre de l'invention.

5                   La tête de drapage 36 est conçue pour réaliser simultanément le drapage de la bande 32 sur la mandrin 24, la consolidation en continu de la peau 10 ainsi fabriquée, et l'assemblage de cette peau 10 et des éléments de renfort constitués par les lisses 12,  
10 les cadres 14 et les renforts locaux 16. A cet effet, la tête de drapage 36 soumet le matériau à un cycle de pression et de température prédéterminé. Ce cycle comprend le chauffage de la bande 32 immédiatement avant son application sur le mandrin 24, l'application  
15 d'une pression sur la bande 32 lorsqu'elle est appliquée sur le mandrin, puis le refroidissement de la bande qui vient être déposée.

Le chauffage préalable de la bande 32 est effectué à une température supérieure à la température  
20 de fusion de la résine, afin de rendre celle-ci suffisamment fluide pour permettre le soudage par diffusion entre les différentes couches déposées et pour faciliter l'élimination des porosités. A titre d'illustration nullement limitative, une température  
25 voisine de 400°C peut être adoptée dans le cas d'une résine PEEK.

La bande 32 est appliquée contre le mandrin 24, par exemple par un rouleau 38, à une pression généralement comprise entre 2 et 20 bars, selon le type  
30 de matériau utilisé.

Le refroidissement ultérieur de la bande déposée est destiné à éviter le redécollement de cette bande. Il vise à ramener celle-ci à une température

inférieure à la température de fusion de la résine et, si possible, inférieure à sa température de transition vitreuse.

Lorsque le nombre de couches désiré pour la  
5 peau 10 est obtenu, la rotation du mandrin 24 est stoppée et la bande 32 est coupée. La peau 10 est alors déjà consolidée et soudée par diffusion aux éléments de renfort constitués dans ce cas par les lisses 12, les cadres 14 et les renforts locaux 16.

10 Par conséquent, le tronçon de fuselage est obtenu immédiatement, après démontage ou rétraction du mandrin 24 et enlèvement des noyaux 40 placés à l'intérieur des lisses 12. En particulier, le tronçon de fuselage ainsi obtenu ne nécessite pas de passage  
15 ultérieur en autoclave.

Dans une extension du procédé selon l'invention, le bâti (non représenté) qui supporte le mandrin 24 et la tête de drapage 36 peut également être utilisé, si nécessaire, pour intégrer à la peau de la  
20 structure obtenue une protection contre la foudre et pour assurer au moins en partie des opérations de finition telles que le dépôt d'un revêtement primaire destiné à recevoir une peinture.

La description qui précède fait apparaître  
25 que le procédé selon l'invention permet de fabriquer, de manière industrielle et à moindre coût, des pièces en matériau composite à matrice thermoplastique de grandes dimensions, formées par l'assemblage d'une peau et d'éléments de renfort, pratiquement sans limitation  
30 de taille. Un grand nombre de pièces habituellement métalliques peuvent ainsi être fabriquées en matériau composite, ce qui permet de bénéficier des avantages propres à ces matériaux.

Il est à noter que le procédé selon l'invention n'interdit pas l'ajout ultérieur de certains éléments de renfort ou autres en matériaux différents et notamment métalliques, lorsque la  
5 fabrication de ces éléments n'est pas possible ou trop coûteuse par les techniques de fabrication des matériaux composites à matrice thermoplastique.



## REVENDEICATIONS

1. Procédé de fabrication de pièces de grandes dimensions, en matériau composite, incluant une
- 5 peau (10) et des éléments de renfort (12,14,16), caractérisé par le fait qu'il comprend les étapes suivantes :
- fabrication séparée des éléments de renfort (12,14,16), par drapage, consolidation et mise en
  - 10 forme, à partir d'une bande (18) de fibres longues imprégnées de résine thermoplastique ;
  - mise en place des éléments de renfort (12,14,16) sur un outillage (23) de forme complémentaire de la pièce à fabriquer ; et
  - 15 - fabrication de la peau (10) et assemblage simultané de celle-ci et des éléments de renfort (12,14,16), par drapage et consolidation en continu d'au moins une bande (32) de fibres longues imprégnées de résine thermoplastique, directement sur l'outillage (23)
  - 20 portant les éléments de renfort (12,14,16).
2. Procédé selon la revendication 1, dans lequel les éléments de renfort (12,14,16) sont fabriqués par dépose automatisée en continu d'une bande
- 25 (18) de fibres longues imprégnées de résine thermoplastique, de façon à former un panneau (20), par découpe de flans (22) dans ce panneau, puis par consolidation et mise en forme de ces flans (22).
3. Procédé selon la revendication 2, dans lequel les flans (22) sont consolidés avant d'être mis
- 30 en forme.

4. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 et 3, dans lequel les flans (22) sont consolidés en autoclave, ou sous presse chauffante.

5 5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, dans lequel les flans (22) sont mis en forme par thermoformage.

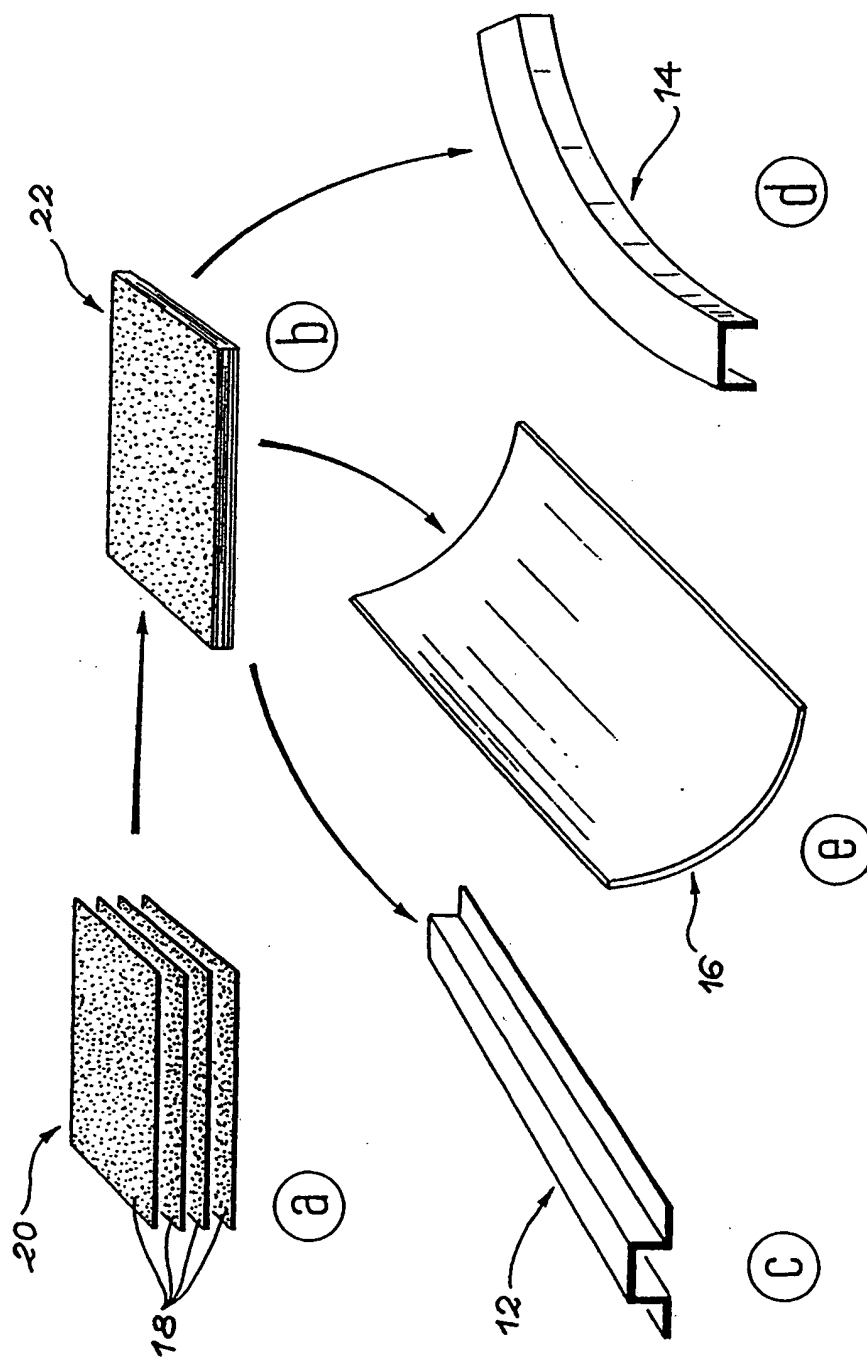
6. Procédé selon la revendication 5, dans lequel des flans (22) sont cintrés avant d'être mis en forme par thermoformage.

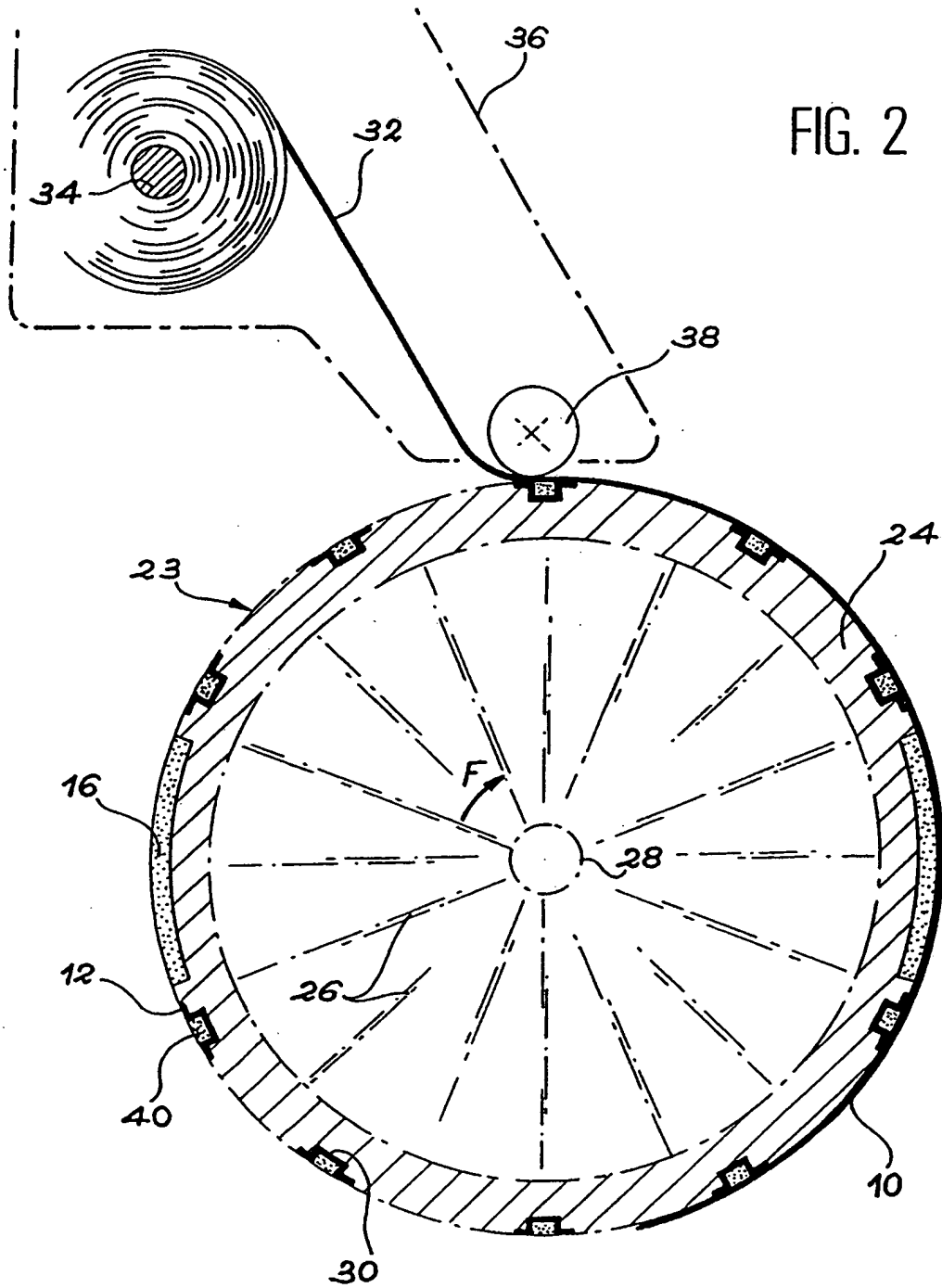
10 7. Procédé selon la revendication 2, dans lequel les flans (22) sont consolidés et mis en forme simultanément par thermoformage, sous presse chauffante.

8. Procédé selon l'une quelconque des  
15 revendications précédentes, appliqué à la fabrication d'une pièce creuse, dans lequel on place les éléments de renfort (12,14,16) dans des évidements prévus sur un mandrin (23) de l'outillage (24), puis on drape et on consolide en continu ladite bande (32) sur ce mandrin  
20 en faisant tourner celui-ci autour de son axe.

9. Procédé selon la revendication 8, appliqué à la fabrication de tronçons de fuselage d'aéronefs, dans lequel on fabrique des éléments de renfort comprenant des lisses (12), des cadres (14) et  
25 des renforts locaux (16).

10. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel on intègre ensuite à la peau (10) une protection contre la foudre.





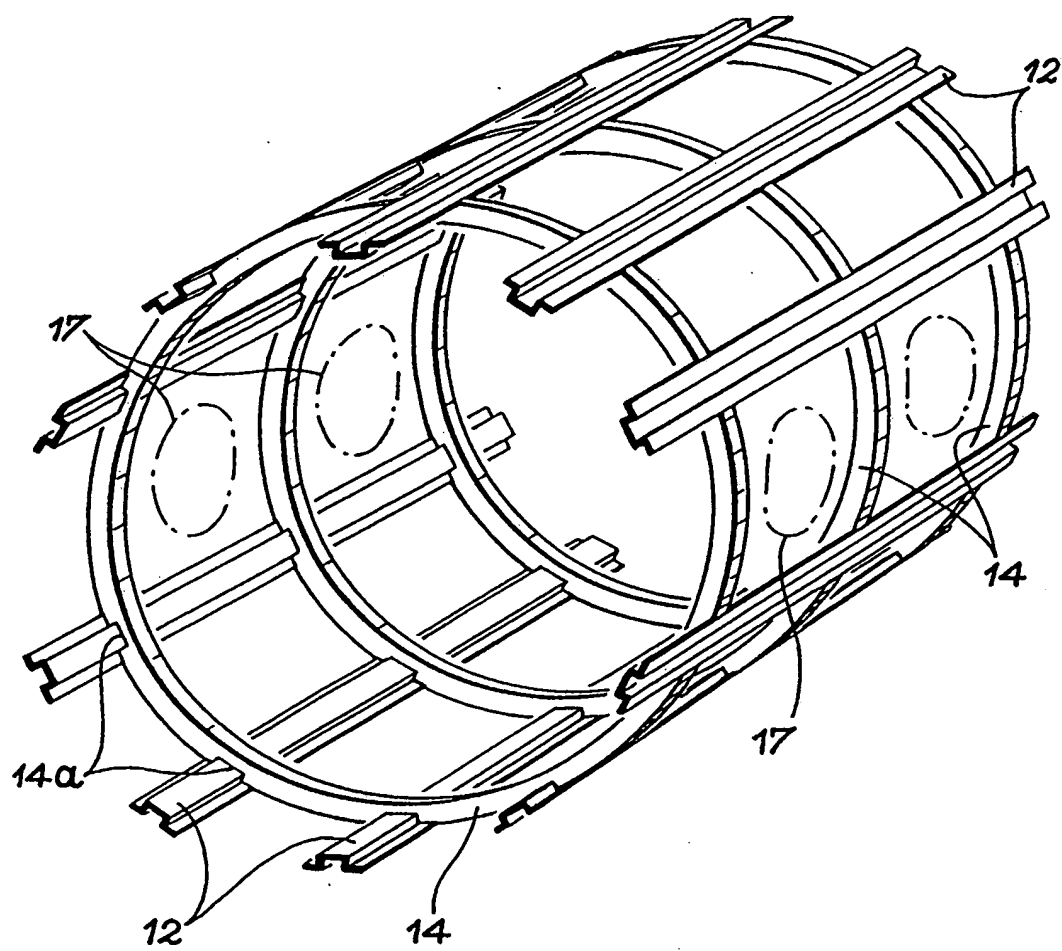


FIG. 3

<b>A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER</b> IPC 6 B29C70/32 B29C53/62 B29C53/82 //B29K101:12,B29L31:30		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
<b>B. FIELDS SEARCHED</b> Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) IPC 6 B29C B29D		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)		
<b>C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT</b>		
Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X A	US 4 946 526 A (PETTY-GALIS JAMIE L ET AL) 7 August 1990  see column 7, line 46 - column 8, line 7; figures 1,3,6A-6E	1  2,4,5,7
X	GB 2 225 742 A (WESTLAND HELICOPTERS) 13 June 1990 see page 3, line 16 - page 5, line 10; figures 1-8	1
X	US 5 362 347 A (DOMINE CHRISTOPHE A) 8 November 1994 cited in the application see claim 1 see figures 4-18	1,3-7
-/--		
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of box C. <input checked="" type="checkbox"/> Patent family members are listed in annex.		
* Special categories of cited documents : <div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <div style="width: 45%;"> <p>"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance</p> <p>"E" earlier document but published on or after the international filing date</p> <p>"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)</p> <p>"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means</p> <p>"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed</p> </div> <div style="width: 45%;"> <p>"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention</p> <p>"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone</p> <p>"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.</p> <p>"&amp;" document member of the same patent family</p> </div> </div>		
Date of the actual completion of the international search		Date of mailing of the international search report
19 November 1998		26/11/1998
Name and mailing address of the ISA European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax: (+31-70) 340-3016		Authorized officer  Fregosi, A

C.(Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 4 633 632 A (B. SAHR) 6 January 1987 see the whole document -----	1,8,9
A	US 3 300 355 A (W. E. ADAMS) 24 January 1967 see the whole document -----	1,8,9
A	EP 0 444 627 A (FUJI HEAVY IND LTD) 4 September 1991 cited in the application see the whole document -----	1,8,9
A	EP 0 344 721 A (PHILLIPS PETROLEUM CO) 6 December 1989 see page 7, line 48 - page 8, line 42 see page 9, line 12 - line 13 -----	2-7

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 4946526 A	07-08-1990	NONE	
GB 2225742 A	13-06-1990	NONE	
US 5362347 A	08-11-1994	DE 69200705 D EP 0529917 A ES 2064148 T	05-01-1995 03-03-1993 16-01-1995
US 4633632 A	06-01-1987	DE 3341564 A EP 0142697 A JP 1738538 C JP 4025198 B JP 60128097 A US 4717330 A	30-05-1985 29-05-1985 26-02-1993 30-04-1992 08-07-1985 05-01-1988
US 3300355 A	24-01-1967	NONE	
EP 0444627 A	04-09-1991	JP 3248997 A DE 69100380 D DE 69100380 T US 5170967 A US 5223067 A	06-11-1991 28-10-1993 13-01-1994 15-12-1992 29-06-1993
EP 0344721 A	06-12-1989	US 4937032 A JP 2084309 A US 5053263 A US 5139405 A	26-06-1990 26-03-1990 01-10-1991 18-08-1992



<b>A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE</b> CIB 6 B29C70/32 B29C53/62 B29C53/82 //B29K101:12,B29L31:30		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
<b>B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE</b> Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) CIB 6 B29C B29D		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)		
<b>C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS</b>		
Catégorie *	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X A	US 4 946 526 A (PETTY-GALIS JAMIE L ET AL) 7 août 1990  voir colonne 7, ligne 46 - colonne 8, ligne 7; figures 1,3,6A-6E	1  2,4,5,7
X	GB 2 225 742 A (WESTLAND HELICOPTERS) 13 juin 1990 voir page 3, ligne 16 - page 5, ligne 10; figures 1-8	1
X	US 5 362 347 A (DOMINE CHRISTOPHE A) 8 novembre 1994 cité dans la demande voir revendication 1 voir figures 4-18	1,3-7
-/-		
<input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents		
<input checked="" type="checkbox"/> Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe		
* Catégories spéciales de documents cités: "A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée) "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée "T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention "X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément "Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier "&" document qui fait partie de la même famille de brevets		
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
19 novembre 1998		26/11/1998
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale		Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax: (+31-70) 340-3016		Fregosi, A

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 4946526 A	07-08-1990	AUCUN	
GB 2225742 A	13-06-1990	AUCUN	
US 5362347 A	08-11-1994	DE 69200705 D EP 0529917 A ES 2064148 T	05-01-1995 03-03-1993 16-01-1995
US 4633632 A	06-01-1987	DE 3341564 A EP 0142697 A JP 1738538 C JP 4025198 B JP 60128097 A US 4717330 A	30-05-1985 29-05-1985 26-02-1993 30-04-1992 08-07-1985 05-01-1988
US 3300355 A	24-01-1967	AUCUN	
EP 0444627 A	04-09-1991	JP 3248997 A DE 69100380 D DE 69100380 T US 5170967 A US 5223067 A	06-11-1991 28-10-1993 13-01-1994 15-12-1992 29-06-1993
EP 0344721 A	06-12-1989	US 4937032 A JP 2084309 A US 5053263 A US 5139405 A	26-06-1990 26-03-1990 01-10-1991 18-08-1992

C.(suite) DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie	Identification des documents cités, avec le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 4 633 632 A (B. SAHR) 6 janvier 1987 voir le document en entier	1,8,9
A	US 3 300 355 A (W. E. ADAMS) 24 janvier 1967 voir le document en entier	1,8,9
A	EP 0 444 627 A (FUJI HEAVY IND LTD) 4 septembre 1991 cité dans la demande voir le document en entier	1,8,9
A	EP 0 344 721 A (PHILLIPS PETROLEUM CO) 6 décembre 1989 voir page 7, ligne 48 - page 8, ligne 42 voir page 9, ligne 12 - ligne 13	2-7

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning  
Operations and is not part of the Official Record**

**BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☐ FADED TEXT OR DRAWING
- ☒ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☐ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: \_\_\_\_\_

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

**As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.**